

(12) SOLICITUD INTERNACIONAL PUBLICADA EN VIRTUD DEL TRATADO DE COOPERACIÓN
EN MATERIA DE PATENTES (PCT)

(19) Organización Mundial de la Propiedad
Intelectual
Oficina internacional



(43) Fecha de publicación internacional
22 de Septiembre de 2005 (22.09.2005)

PCT

(10) Número de Publicación Internacional
WO 2005/087588 A1

(51) Clasificación Internacional de Patentes⁷: **B64C 27/24**,
27/02

(21) Número de la solicitud internacional:
PCT/ES2005/000092

(22) Fecha de presentación internacional:
28 de Febrero de 2005 (28.02.2005)

(25) Idioma de presentación: español

(26) Idioma de publicación: español

(30) Datos relativos a la prioridad:
P200400538 5 de Marzo de 2004 (05.03.2004) ES

(71) Solicitante (para todos los Estados designados salvo US):
INDUSTRIA HELICAT Y ALAS GIRATORIAS, S.L.
[ES/ES]; C/Balmes 412, 3º 2ª, E-08022 Barcelona (ES).

(72) Inventor; e

(75) Inventor/Solicitante (para US solamente): **DE LA
CIERVA HOCES, Juan** [US/ES]; Avda. de Burgos 42,
13º B, E-28036 Madrid (ES).

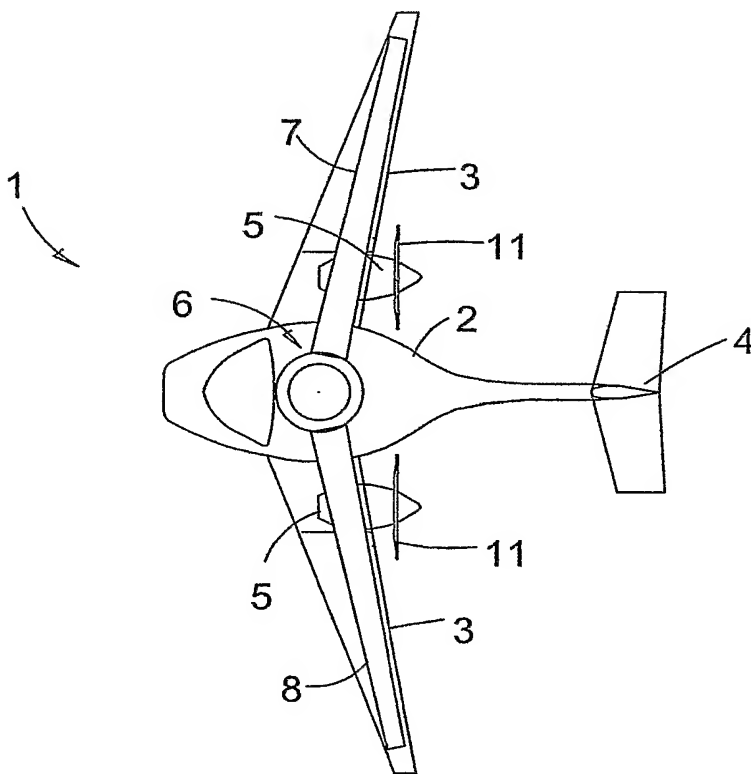
(74) Mandatario: **GALLEGO JIMÉNEZ, José Fernando**;
Avda. Diagonal 421, 3º, E-08008 Barcelona (ES).

(81) Estados designados (a menos que se indique otra cosa,
para toda clase de protección nacional admisible): AE,
AG, AL, AM, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BR, BW, BY,
BZ, CA, CH, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DZ,
EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, HR, HU, ID,
IL, IN, IS, JP, KE, KG, KP, KR, KZ, LC, LK, LR, LS, LT,
LU, LV, MA, MD, MG, MK, MN, MW, MX, MZ, NA, NI,
NO, NZ, OM, PG, PH, PL, PT, RO, RU, SC, SD, SE, SG,

[Continúa en la página siguiente]

(54) Title: CONVERTIBLE AIRCRAFT OPERATING METHOD

(54) Título: METODO DE OPERACIÓN DE UNA AERONAVE CONVERTIBLE



(57) Abstract: The invention relates to convertible aircraft operating method. According to the invention, the aircraft comprises: a fuselage, standard fixed wings which are equipped with ailerons, a tail unit with flight-control surfaces, engines, a rotor with blades, a transmission which is disposed between the engines and the rotor and which is equipped with rotor clutch and braking means, a landing gear, means for transition from helicopter mode to gyroplane mode and vice versa, and means for direct or reverse transition from gyroplane/helicopter mode to aeroplane mode. The lift for a range of low speeds is produced by means of the rotor, while the lift for a range of high speeds is produced by means of the wings. In addition, the lift for a range of intermediate speeds can be produced using the wings and the rotor in gyroplane mode simultaneously, and take-off and landing can be performed in gyroplane mode or in helicopter mode with the engines coupled to the rotor. The aircraft comprises a hybrid helicopter/gyroplane/aeroplane aircraft and, as such, can perform the direct or reverse transition to aeroplane mode both from helicopter mode and gyroplane mode.

[Continúa en la página siguiente]

WO 2005/087588 A1



SK, SL, SM, SY, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US,
UZ, VC, VN, YU, ZA, ZM, ZW.

PL, PT, RO, SE, SI, SK, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI,
CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

(84) **Estados designados** (*a menos que se indique otra cosa, para toda clase de protección regional admisible*): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), euroasiática (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), europea (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, MC, NL,

Publicada:

— *con informe de búsqueda internacional*

Para códigos de dos letras y otras abreviaturas, véase la sección "Guidance Notes on Codes and Abbreviations" que aparece al principio de cada número regular de la Gaceta del PCT.

(57) **Resumen:** Comprende un fuselaje, unas alas fijas convencionales dotada de alerones, una cola con timones, motores, un rotor de palas, una transmisión, entre los motores y el rotor, equipada con medios de freno y embrague del rotor, un tren de aterrizaje, unos medios de transición de modo helicóptero a modo autogiro y viceversa, y unos medios de transición directa e inversa de modo autogiro-helicóptero a modo avión. La sustentación para un rango de velocidades bajas se produce por medio del rotor, y la sustentación para un rango de velocidades altas se produce a través de las alas, pudiéndose asimismo producir la sustentación, para un rango de velocidades intermedias, mediante las alas y el rotor en modo autogiro, simultáneamente, y que el despegue y aterrizaje puede realizarse en modo autogiro o en modo helicóptero, con los motores embragados al rotor. La aeronave una aeronave híbrida helicóptero-autogiro-avión, pudiendo realizar la transición directa o inversa a modo avión tanto desde un modo helicóptero como desde un modo autogiro de funcionamiento.

DESCRIPCION

“Método de operación de una aeronave convertible”

5 Sector técnico de la invención

La invención se refiere de forma genérica a aeronaves convertibles, del tipo de las que comprenden un fuselaje, unas alas fijas convencionales dotada de alerones, una cola con timones, motores propulsores, un rotor de palas, una transmisión entre los motores y el rotor, equipada con medios de freno y embrague del rotor, un tren de aterrizaje y unos medios de transición de modo helicóptero a modo autogiro y viceversa.

La invención tiene por objeto un método de operación de una aeronave convertible que comprende una transición de modo helicóptero a modo autogiro y viceversa, así como la aeronave convertible que utiliza el mencionado método.

15

Antecedentes de la invención

En las patentes US 1.590.497 y US 1.947.901, de Juan de la Cierva y Codorníu, entre otras, está definido y protegido el autogiro, el cual es un aparato de alas giratorias cuya principal sustentación en vuelo proviene de la reacción del aire sobre un sistema de planos o rotores que pueden girar libremente. Así, el autogiro puede decirse que es un avión provisto de alas en forma de hélice, articuladas en un eje vertical, que giran por efecto de la resistencia del aire durante el avance del aparato y le sirven de sustentación

Desde el momento de la invención del autogiro en Madrid por Juan de la Cierva y Codorníu en 1923 y hasta el presente, todos los diseñadores de aparatos de alas giratorias, fundamentalmente autogiros y helicópteros, han intentado extender el rango de velocidades de esos aparatos para equipararlas con las de los aviones de alas fijas. Ya desde los primeros modelos de autogiros, sobre todo los diseñados en los Estados Unidos, fueron diseños híbridos en los que coexistían alas convencionales para vuelo a alta velocidad junto con el rotor, elemento básico para proveer sustentación a bajas velocidades.

Los esfuerzos para lograr altas velocidades de vuelo en aparatos de alas giratorias se han visto frustrados por el hecho fundamental de que un rotor en vuelo a velocidades relativamente altas exhibe un perfil muy asimétrico en la sustentación

generada por la pala del rotor cuando “avanza” en el viento provocado por el vuelo hacia delante de la aeronave y cuando “retrocede” en ese mismo viento, el lado opuesto del disco del rotor.

5 Ese perfil de vuelo asimétrico es muy visible si se analiza la velocidad (respecto al viento) de la punta exterior de la pala del rotor. Es fácil ver que cuando la
10 pala se encuentra en posición de avance máximo su velocidad es la suma de las
15 velocidades de rotación y de traslación de la aeronave. En cambio, cuando la pala está en el lado opuesto, su velocidad es la diferencia entre ambas velocidades.

 Por ello, cuando una aeronave de alas giratorias intenta navegar a velocidades
10 altas, es posible que la punta de la pala llegue a exceder la velocidad del sonido en la pala que avanza y/o entre en pérdida en la pala que retrocede, lo cual causa efectos muy indeseables en el comportamiento del rotor.

 Este factor ha limitado la velocidad máxima de las aeronaves de alas giratorias (autogiros y helicópteros) a poco más de 350 Km/h. Ello contrasta con una
15 velocidad de más de 1.000 Km/h alcanzada rutinariamente por aviones de alas fijas, incluyendo aerotransportes civiles. Esa velocidad es ligeramente inferior a la velocidad del sonido en el aire, que, al nivel del mar, es del orden de 330 m/segundo equivalente a unos 1.200 Km/h.

 Numerosos aviones militares y algunos civiles (como el “Concorde”) alcanzan velocidades supersónicas, pero a costa de incrementos substanciales en consumo, ruido, calentamiento del fuselaje y varias otras características.

 En aeronaves de alas giratorias, la asimetría en la sustentación de un rotor en vuelo genera también un efecto asimétrico debido a la “pérdida de velocidad” en secciones de las palas interiores a las puntas. Ahí, la velocidad lineal producida por
25 la rotación disminuye con el radio, mientras la velocidad de traslación permanece constante. Por ello, la zona de cada pala en que la velocidad cae por debajo de la
30 velocidad de pérdida es mayor cuando la velocidad de traslación de la aeronave aumenta. La entrada en “pérdida” (“*stall*”, en la técnica) de una parte cada vez mayor de la pala que retrocede en el viento de la marcha produce también una asimetría en la sustentación del rotor.

 La limitación de velocidad máxima de una aeronave de alas giratorias presenta serias restricciones a su utilización. Es evidente que el incentivo principal –la razón de ser– de esas aeronaves es su capacidad de vuelo lento y estacionario, así como su capacidad de despegue y aterrizaje en un espacio reducido a poco más

del tamaño de la propia aeronave y su rotor. Pero muchas de las misiones civiles o militares de los helicópteros consisten en el transporte de personas y/o carga entre dos puntos, uno de los cuales o ambos pueden no estar equipados con infraestructuras de despegue o aterrizaje. En estos casos, la baja velocidad máxima y de crucero de autogiros y helicópteros hace que el tiempo de transporte sea alto, lo que limita en gran medida su utilización práctica para muchas misiones.

Durante los ochenta años que han transcurrido desde el nacimiento de la aviación de alas giratorias, ha habido numerosos intentos para romper la barrera de la alta velocidad en estos aparatos. Sin excepción, todas ellas se han basado en diseños híbridos con alas y rotor, con la intención de transferir la sustentación desde el rotor a bajas velocidades a las alas a velocidades más altas. El conjunto de esas aeronaves se conoce como aeronaves convertibles, híbridas o “convertiplanos”.

Así, son conocidas actualmente un buen número de realizaciones de aeronaves convertibles, compuestas de un modo en sí conocido por un fuselaje, unas alas fijas convencionales dotada de alerones, una cola con timones, motores, un rotor de palas, una transmisión entre los motores y el rotor, equipada con medios de freno y embrague del rotor, y un tren de aterrizaje

A continuación se enumera y describe una parte substancial de estas realizaciones que, en su conjunto, definen el estado de la técnica más cercano.

La patente US 1.792.014, de G.P. Herrick, describe una aeronave de este tipo con alas de sustentación de posición normalmente fija con un montaje que permite la rotación de la misma según planos esencialmente horizontales a modo de hélice sustentadora accionada por el aire en movimiento y con movimientos de pivotamiento con respecto al eje de rotación. Tiene esta aeronave asimismo unos medios de retención para retener el ala en una posición fija sin posibilidad de rotación, unos medios de retención para soportar la misma en posición con respecto al pivotamiento, y unos medios de liberación de ambos medios de retención a voluntad del piloto, así como unos medios para la conducción de la aeronave por el aire.

Así, esta aeronave de la US 1.792.014, cuya versión comercial práctica se denominó convertiplano “Herrick HV2A” era una aeronave que podía volar como autogiro y como avión con el rotor parado en posición transversal, haciendo varias transiciones en vuelo entre ambos modos. El HV2A es, evidentemente, un intento

de superar las limitaciones de velocidad de un autogiro. Su velocidad máxima fue de 160 Km/h.

El "*Fairey Gyrodyne*" es una aeronave convertible, diseñada en Gran Bretaña en 1946 por Fairey Aviation Ltd. Esta aeronave convertible es una aeronave híbrida entre helicóptero y autogiro, que usa una hélice en el lado de babor que sirve para compensar el par generado al aplicar la potencia al rotor. En modo autogiro para vuelo rápido, la misma hélice sirve para proporcionar empuje a la aeronave. La nave alcanzó una velocidad máxima de 200 Km/h., un record mundial para aeronaves de alas giratorias entonces, el 28 de Junio de 1948.

El Gyrodyne original fue extensamente modificado para ser convertido en el Jet Gyrodyne (1953) con el fin de estudiar el principio de impulsión a reacción de las palas pensado para el Rotodyne, descrito más adelante. Aunque el Jet Gyrodyne modificado mantenía la configuración general del Gyrodyne, montaba un rotor de dos palas con postquemadores en sus extremos en sustitución del tipo de tres palas empleado anteriormente y estaba equipado con dos hélices. Dos compresores del tipo utilizado en el motor Rolls-Royce Merlin, suministraban aire comprimido a los extremos del rotor, que giraban libremente, limitándose un motor Leonides a mover las dos hélices Fairey impulsoras y de paso variable montadas en los extremos de las alas. No se han encontrado datos sobre la velocidad máxima alcanzada por éste diseño.

Ante el resultado positivo del Jet Gyrodine, la propuesta del doctor J.A.J. Bennet, uno de los principales colaboradores de Juan de la Cierva, y del capitán A.G. Forsyth, formulada en 1947, de construir un gran convertiplano, parecía prometedora. En diciembre de 1951 la British European Airways solicitó un aparato de 30-40 plazas para rutas cortas y medias, y Fairey presentó una propuesta que correspondía mas o menos con sus ideas. Fue aceptada, y en 1953 el Ministerio de Abastecimientos inglés le otorgó un contrato para construir un prototipo experimental. El sistema de ensayos constaba de rotor principal, las dos turbinas, alas, etc., y se instalaron los controles en un compartimiento situado en la posición aproximada del morro. Se realizaron pruebas exhaustivas mientras se construía el prototipo. El Rotodyne realizó su primer vuelo como helicóptero el 6 de noviembre de 1957 y la primera transición a vuelo horizontal tuvo lugar a mediados del mes de abril del año siguiente. El Rotodyne tenía un fuselaje de concepción ortodoxa de sección cuadrangular con alas cortas y rectangulares en las que iban montadas las turbinas

Eland. El tren de aterrizaje triciclo se retraía en el interior de las góndolas de los motores. Una doble deriva, luego completada con otra central, estaba montada en los extremos del plano de cola, de planta rectangular implantado en posición alta. El despegue en vertical se lograba gracias a un gran rotor “cuatri-pala”, con impulso-
5 res de reacción en sus puntas, que eran alimentadas con aire comprimido purgado de las turbinas y mezclado con combustible. Posiblemente eran estatorreactores. Cada turbina alimentaba dos palas opuestas con el fin de evitar asimetrías en caso de falla de un motor.

El 5 de enero de 1959 el Rotodyne batía el record mundial de velocidad de
10 aparatos de alas giratorias para convertiplanos sobre circuito cerrado de 100 Km, dejándolo en 307,2 Km/h.

La patente US 2.702.168, solicitada en 1950, describe una aeronave conver-
tibe que puede volar en modo helicóptero y en modo avión, dotado de unas alas
que se extienden a ambos lados de un fuselaje, de rotores montado las alas con
15 posibilidad de bascular sobre un eje horizontal, con posibilidad de variar el ángulo de ataque y los vectores de empuje de dichos rotores diferencialmente entre sí. La realización práctica de la aeronave de esta patente es el El V-22 Osprey de Bell-Boeing, que resuelve los problemas de asimetría de sustentación de su rotor (o rotores) a alta velocidad de vuelo haciendo que los mismos rotores se conviertan en
20 vuelo hasta actuar como hélices tractoras a alta velocidad.

Esta aeronave convertible tiene una velocidad de crucero es de 432 Km/h y las distintas armas de los ejércitos de los Estado Unidos han ordenado varios cientos de unidades. La velocidad máxima alcanzada por el V-22 Osprey es de 510 Km/h.

25 La patente US 5.727.754, de Carter Copter, describe una aeronave convertible o híbrida entre autogiro y avión, equipada con un rotor de autogiro, hélice impulsora de paso variable para propulsión y alas con una superficie relativamente pequeña. El CarterCopter es un convertiplano que se encuentra en desarrollo en los Estados Unidos en la fecha de presentación de ésta patente.

30 La compañía CarterCopter ha anunciado su intención de alcanzar altas velocidades máximas utilizando una tecnología, denominada “ μ -1”, donde μ es la relación entre la velocidad de avance de la punta de la pala del rotor y la velocidad lineal del CarterCopter. Carter sostiene que para valores de μ mayores que 1, correspondientes a velocidades altas del aparato, la sustentación proviene solamente

de las alas del CarterCopter y la resistencia al avance del rotor, auto girando a muy baja velocidad de rotación, es también muy baja, lo que permitirá a la aeronave alcanzar altas velocidades de avance a la vez que el rotor permanecerá en auto rotación a velocidad de giro lenta y permanecerá estable ayudado por masas instaladas en el interior de las palas cerca de su punta.

La teoría $\mu -1$ no ha sido verificada en vuelo en la fecha de ésta patente. El prototipo no ha alcanzado todavía suficiente velocidad para probarla.

Como se verá , todos estos intentos descritos, basados en diseños híbridos con alas y rotor, con la intención de transferir la sustentación desde el rotor a bajas velocidades a las alas a velocidades más altas, se reducen a híbridos duales o combinaciones autogiro-avión, helicóptero-avión, y autogiro-helicóptero.

Parece evidente que una aeronave que pueda operar a baja o nula velocidad como un helicóptero, pero que pueda alcanzar velocidades de máximas mucho más altas que las de los actuales helicópteros, a la par que la seguridad en vuelo propia del autogiro, encontraría un nicho substancial tanto en los mercados civiles como en los militares, llenando este vacío constatable en el actual estado de la técnica.

La presente invención tiene como finalidad aportar un nuevo desarrollo de aeronave convertible, así como un método de operación de esta aeronave, que dé solución al problema planteado y que llene este vacío reseñado.

Explicación de la invención

A tal finalidad, en un primer aspecto, el objeto de la invención es un nuevo método de operación para aeronaves convertibles del tipo indicado al inicio, que en su esencia se caracteriza porque el método comprende una transición directa e inversa de modo helicóptero a modo autogiro y una transición directa e inversa de modo autogiro-helicóptero a modo avión, comprendiendo la transición directa de modo helicóptero a modo autogiro las etapas de:

desembragar el rotor de los motores propulsores del rotor,
y comprendiendo la transición directa de modo autogiro-helicóptero a modo avión los pasos de:

ajustar los pasos colectivo y cíclico de las palas del rotor a esencialmente cero grados, de modo que dejen de sustentar y de controlar a la aeronave y que ésta sea sustentada y controlada por los alerones y los timones;

disminuir rápidamente la velocidad de rotación del rotor usando el freno del mismo;

detener el rotor en posición transversal de al menos dos de sus palas en posición esencialmente transversal a la dirección de vuelo;

- 5 replegar las palas del rotor hacia la popa de la aeronave, hasta quedar dispuestas con su eje longitudinal alineado con la dirección opuesta a la del desplazamiento de la aeronave;

rotar al menos una de las palas del rotor hasta aproximadamente 180° sobre su eje de paso.

- 10 desplegar las palas rotadas, independientemente las unas de las otras, hasta una posición azimutal determinada por un rango predeterminado de ángulos; y
ajustar el ángulo de ataque de las palas rotadas y desplegadas, de forma que quedan sobre las alas fijas convencionales de la aeronave,

- 15 y comprendiendo la transición inversa los anteriores pasos ejecutados en secuencia inversa y con las acciones contrarias.

En las reivindicaciones 2 a 6 se describen otras características y formas de realización del método según la invención.

Según un segundo aspecto de la presente invención, se proporciona una aeronave convertible para la ejecución del método descrito, que en su esencia, se
20 caracteriza porque el rotor de la aeronave está dotado de unos medios motores para la transición directa e inversa de modo autogiro-helicóptero a modo avión, que comprenden:

- un motor para la regulación de los pasos colectivo y cíclico de las palas del rotor a esencialmente cero grados, de modo que dejen de sustentar y de controlar a
25 la aeronave y que ésta sea sustentada y controlada por los alerones y los timones;

unos medios para detener el rotor en posición transversal de las palas en posición esencialmente transversal a la dirección de vuelo;

- un motor para replegar y desplegar las palas del rotor hacia y desde la popa de la aeronave, que permiten replegar las palas hasta quedar dispuestas con su eje
30 longitudinal alineado con la dirección opuesta a la del desplazamiento de la aeronave, y desplegarlas hasta una posición azimutal determinada por un rango predeterminado de ángulos; y

un motor para rotar al menos una de las palas del rotor hasta aproximadamente 180° sobre su eje de paso.

En las reivindicaciones dependientes 8 a 19 se definen características adicionales de la aeronave de la invención.

Apreciarán los expertos en la técnica que las nuevas e inventivas características del método de la presente invención permiten proporcionar una aeronave híbrida con triple funcionalidad helicóptero-autogiro-avión. En efecto, la sustentación para un rango de velocidades bajas se produce por medio del rotor, y la sustentación para un rango de velocidades altas se produce a través de las alas fijas, pudiéndose asimismo producir la sustentación, para un rango de velocidades intermedias, mediante las alas y el rotor en modo autogiro, simultáneamente. El despegue y aterrizaje pueden realizarse en modo autogiro o en modo helicóptero, con los motores embragados al rotor, resultando la aeronave una aeronave híbrida helicóptero-autogiro-avión, pudiendo realizar la transición directa o inversa a modo avión tanto desde un modo helicóptero como desde un modo autogiro de funcionamiento.

15 Breve descripción de los dibujos

A continuación se hace una descripción detallada de una forma de realización preferida, aunque no exclusiva, de la aeronave convertible y método objeto de la invención, para cuya mejor comprensión se acompaña de unos dibujos ilustrativos, dados meramente a título de ejemplo no limitativo. En dichos dibujos:

20 la Fig. 1, es una vista en alzado lateral de una aeronave convertible según la presente invención, con las palas del rotor desplegadas para funcionamiento en modo autogiro o helicóptero, y con el tren de aterrizaje desplegado;

la Fig. 2 es una vista en planta superior de la aeronave de la Fig. 1;

la Fig. 3 es una vista en alzado lateral de la aeronave de la Fig. 1;

25 la Fig. 4 es es una vista en alzado lateral de una aeronave convertible según la presente invención, con las palas del rotor rotadas y desplegadas hacia popa, para funcionamiento en modo avión de alas fijas, y con el tren de aterrizaje replegado.

la Fig. 5 es una vista en planta superior de la aeronave de la Fig. 4;

30 la Fig. 6 es una vista en alzado lateral de la aeronave de la Fig. 4; Y

la Fig. 7 es una vista en alzado que muestra esquemáticamente elementos mecánicos de los medios de transición ubicados en las raíces de las palas del rotor;

la Fig. 8 es una vista en perspectiva que ilustra esquemáticamente los medios de transmisión del motor al rotor de la aeronave.

Descripción detallada de los dibujos

En dichos dibujos puede apreciarse la constitución y el modo operativo de la aeronave convertible 1 de la presente invención.

5 La aeronave convertible 1 de la invención es una aeronave híbrida entre un helicóptero, un autogiro y un avión de alas fijas. La aeronave convertible 1 comprende un fuselaje 2, unas alas fijas 3 convencionales dotada de alerones, una cola 4 convencional con timones, motores propulsores 5, un rotor 6 de palas 7, 8, una transmisión entre los motores propulsores 5 y el rotor 6, equipada con medios de
10 freno y embrague del rotor 6, un tren de aterrizaje 9, unos medios de transición de modo helicóptero a modo autogiro y viceversa, unos medios de transición directa e inversa de modo autogiro-helicóptero a modo avión, que se describen más adelante, y medios de presurización y calefacción de la cabina 12.

En el ejemplo de aeronave convertible 1 que se ilustra, la misma comprende
15 un tren de aterrizaje 9 consistente en tres ruedas retráctiles 10, como se ilustra en las Figs. 1 y 3, aunque puede consistir también en esquís fijos o de tipo "semi-retráctil".

En una forma de realización, la aeronave convertible 1 ilustrada en los dibujos es un aparato con dos motores propulsores 5 que operan siempre a velocidad
20 constante y que mueven dos hélices 11 de paso variable. El paso de las hélices 11 puede llegar a ser negativo. Además, los motores propulsores 5 están conectados al rotor 6 por medio de una transmisión equipada con freno y embrague.

La sustentación para un rango de velocidades "negativas" o bajas (típicamente entre 0 y 150 Km/h), se produce por medio del rotor 6, cuyo eje de rotación
25 se ha representado con la referencia numérica 19, y la aeronave convertible 1 opera en modo alas giratorias, es decir en modo helicóptero o modo autogiro, en tanto que para velocidades superiores la sustentación se realiza a través de las alas fijas 3, para un vuelo en modo avión o alas fijas. La sustentación también puede producirse, para un determinado rango de velocidades intermedias, mediante las alas 3 y
30 el rotor 6 en modo autogiro, simultáneamente.

La aeronave convertible 1 de la invención puede despegar y aterrizar en "alas giratorias", es decir tanto en modo autogiro como en modo helicóptero, con los motores propulsores 5 embragados al rotor 6, y la transición directa o inversa a modo avión puede llevarse a cabo tanto a partir de modo helicóptero como a partir de

modo autogiro.

En las Figs. 1 a 3 se ilustra una aeronave convertible 1 según la presente invención, con las palas 7, 8 del rotor 6 desplegadas para funcionamiento en modo autogiro o helicóptero, y con el tren de aterrizaje 9 desplegado. Los círculos 13, 14 y 15 mostrados en las vistas en planta y frontal indican que el rotor 6 y las hélices 11 están girando en alguno de éstos dos modos de vuelo (modos de vuelo en alas giratorias). Indican también las trayectorias de las puntas de las palas 7 de rotor 6 y hélices 11.

En las Figs. 4 a 6 se muestra la aeronave convertible 1 con las palas 7, 8 del rotor 6 rotadas y desplegadas hacia popa, para funcionamiento en modo avión de alas fijas, y con el tren de aterrizaje 9 replegado. En éste modo de vuelo el rotor 6 está detenido, como muestra la ausencia de círculos en las Fig. 4 a 6. Las hélices 11 siguen, obviamente, girando.

El rotor 6 de la aeronave convertible 1 que se ilustra a modo de ejemplo no limitativo tiene dos palas 7 y 8 de tipo replegable, tanto en tierra como en vuelo, de perfil aerodinámico simétrico con respecto a la cuerda del perfil aerodinámico de la pala, y de cuerda variable, siendo la cuerda mayor en la raíz que en la punta de las palas, según se aprecia en las Figs. 2 y 5. Ventajosamente, la relación entre el grosor y la cuerda del perfil aerodinámico de las palas está comprendida entre 0,1 y 0,2; más en concreto, el perfil de las palas es ventajosamente del tipo NACA 0012 u otro de tipo simétrico. El rotor 6 está articulado en batimiento, al modo convencional, y en el eje longitudinal de las palas, para cambiar su paso tanto cíclica como colectivamente.

Las palas 7 y 8 del rotor 6 pueden girar sobre ejes verticales equipados por unos primeros motores 17 (Fig. 7), por ejemplo servo-motores, conocido como "x-by-wire", que se describe más adelante. Los ejes longitudinales de las palas están equipadas por unos segundos motores 18, por ejemplo servo-motores, oídos asimismo por el propio sistema "x-by-wire". Este tipo de palas 7, 8 replegables en tierra permite plegar las palas y obtener dimensiones mínimas de la aeronave 1, y, con ello, tener cabida en los elevadores de buques porta aviones o en hangares pequeños.

En la Fig. 7 se muestra que los anteriores elementos están encerrados en un carenado 23.

La palas 7, 8 del rotor 6 de la aeronave convertible 1 de la presente invención son replegables también en vuelo, como se describe más adelante.

El embrague de los medios de transición de modo helicóptero a modo autogiro y viceversa se desacopla para el paso de modo helicóptero a modo autogiro, para que el rotor 6 pase a autorotar, y se acopla para el paso de modo autogiro a helicóptero, en que el rotor 6 es impulsado por los motores propulsores 5.

Los medios de transición directa e inversa de modo autogiro-helicóptero a modo avión comprenden unos medios de regulación adicionales del paso cíclico y colectivo de las palas 7, 8 del rotor 6, situados en el propio rotor 6, que permiten ajustar a cero dichos pasos, para con ello eliminar la sustentación del rotor 6 en modo avión.

La regulación del paso colectivo se ejecuta en esta realización mediante los segundos servomotores 18, substituyendo al convencional plato distribuidor, conocido en la técnica aeronáutica como "*swash plate*", consistente en un conjunto que controla el cabeceo de las palas del rotor, con un elemento inferior fijo controlado por el piloto o el sistema "x-by-wire", y un elemento superior, que rota con el rotor unido a los brazos de control del cabeceo de las palas.

Los medios de transición directa e inversa de modo autogiro-helicóptero a modo avión comprenden también un freno de dicha transmisión, está adaptado para detener completamente la rotación del rotor 6 en modo avión.

El mencionado freno puede estar constituido por un freno convencional, por ejemplo de disco, de los normalmente utilizados en automoción.

Un mecanismo adecuado, combinado con el mecanismo de freno, permite detener las palas 7, 8 del rotor 6 en posición transversal a la dirección de vuelo, para la transición directa de modo autogiro-helicóptero a modo avión.

Los medios de transición directa e inversa de modo autogiro-helicóptero a modo avión comprenden los citados primeros servo-motores 17 de eje de giro vertical y los citados segundos servo-motores 18, de eje de giro horizontal.

Los primeros servo-motores 17 están adaptados para replegar las palas 7 y 8 hacia la popa de la aeronave 1 hasta quedar situadas con su eje longitudinal alineado con la dirección opuesta a la de movimiento de la aeronave 1, durante la transición directa de modo autogiro-helicóptero a modo avión.

Los primeros servo-motores permiten 17 también rotar al menos una de las palas 7 u 8 del rotor 6 hasta aproximadamente 180° sobre su eje de paso y desple-

gar las palas rotadas y las no rotadas, independientemente las unas de las otras, hasta una posición azimutal determinada por un rango predeterminado de ángulos, durante la transición directa.

Preferiblemente, dicho rango predeterminado de ángulos está comprendido
5 entre 30 y 90°.

Los primeros servo-motores 17 están asimismo adaptados para ajustar mediante una rotación vertical adicional el ángulo de ataque de las palas 7, 8 rotadas y desplegadas, de forma que quedan sobre las alas fijas 3 convencionales de la aeronave, paralelamente a las mismas, a modo de biplano, aproximadamente según
10 es de ver en las Figs. 4 a 6.

Es sabido que el problema de diseño más acuciante en los diseños de aeronaves híbridas es la dificultad de pilotaje, especialmente durante las transiciones de sustentación del rotor a las alas y viceversa. Es obvio que el flujo aerodinámico que da lugar a la generación de sustentación cambia completamente
15 durante las fases de transición de un modo de vuelo a otro. Esto origina la necesidad de un experto piloto que sea capaz de ejecutar con rapidez, precisión y sin error alguno las sucesivas acciones sobre los mandos de la aeronave que se precisan para cambiar de modo de vuelo. Los comportamientos de la aeronave durante las etapas intermedias de la transición pueden ser contra-intuitivas, lo cual
20 exige una vez más un alto entrenamiento y habilidad por parte del piloto.

Para resolver el problema de la facilidad de pilotaje, la aeronave convertible 1 que se da a conocer, hace uso extensivo de una tecnología que ha surgido recientemente y que se conoce por el nombre de "fly-by-wire" o, más generalmente, "x-by-wire". La tecnología "x-by-wire" consiste en reemplazar los elementos mecánicos del sistema de control de la aeronave (palancas, barras, poleas, engranajes, cables, etc.) por grupos de sensores para los mandos y de actuadores para los
25 elementos de control, todos ellos gestionados por ordenadores digitales redundantes y un programa adecuado. Todos los elementos, computadores, sensores y actuadores, están enlazados por un sistema de transmisión digital de datos, preferentemente basado en cables de fibras ópticas.
30

Las tecnologías "Fly-by-wire" y "x-by-wire" están ampliamente referidos en Internet. Algunas direcciones son:

<http://www.vmars.tuwien.ac.at/projects/xbywire/docs/synthesis.doc>

<http://dutera.et.tudelft.nl/~crweb/research/node6.html>

http://42volt.dupont.com/en/Systems/bywire_main.html

El sistema "x-by-wire" es pues un sistema de control de las diferentes fases de las distintas transiciones, que se explican más adelante, exento de elementos mecánicos manipulables entre las palancas de mando y los elementos de control de la aeronave, en que las diferentes fases de las distintas transiciones son programables y se ejecutan automáticamente, provisto de elementos de seguridad redundantes, constituidos por ordenadores, sensores y actuadores redundantes.

En cuanto a los motores propulsores 5 de la aeronave, en la forma de ejecución preferida, a base de motores propulsores 5 a hélices 11 de paso variable, los mismos están dispuestos a popa con respecto a las alas fijas 3 convencionales, según se aprecia en los dibujos.

Alternativamente, los motores propulsores 5 pueden ser motores a pistón, a turbina de gas o reacción.

Según se ha dicho, la aeronave convertible 1 de la invención es una aeronave híbrida helicóptero-autogiro-avión, y puede funcionar en los tres modos. A continuación se describen los diferentes modos de operación y las diferentes transiciones del aeronave convertible 1 según la invención.

En primer lugar se describe el modo operativo en modo Helicóptero.

El despegue, el aterrizaje de la aeronave convertible 1 y su vuelo a velocidades muy bajas (0 a 40 Km/h) se realiza en Modo Helicóptero. En ese Modo, los motores propulsores 5 están embragados al rotor 6, y el par de fuerzas necesario para impedir la rotación del fuselaje 2 lo crean las dos hélices 11 que, en éste modo de vuelo, generan un empuje diferencial para originar este par. Así, en vuelo estacionario sin viento relativo, las hélices 11 generan empujes iguales y opuestos, uno hacia delante y el otro hacia atrás, para lo que una de las hélices utiliza paso negativo. En vuelo lento hacia adelante, los desplazamientos longitudinales y laterales se controlan actuando sobre los pasos cíclicos y colectivo del rotor 6 y los pasos de las hélices 11, y los movimientos direccionales se ejecutan cambiando los empujes diferenciales de las hélices 11, que siguen generando un par de fuerzas compensador del par aplicado por los motores propulsores 5 al rotor 6. La aeronave convertible 1, en esas condiciones, se comporta como un helicóptero con un alto grado de

autoridad en las seis dimensiones de control, las tres longitudinales y las tres angulares.

A éstas bajas velocidades, las alas fijas 3 contribuyen poco o nada a la sustentación en el aire de la aeronave 1. Es más, son elementos parásitos que reducen la sustentación del rotor 6, por estar intercaladas en su flujo aerodinámico.

Seguidamente se describe el Modo Autogiro y la transición de modo Helicóptero a modo Autogiro .

Cuando la aeronave convertible 1 adquiere una velocidad orientativamente de unos 40 Km/h, el rotor 6 se desembraga del motor propulsor 5 y se ajustan los pasos cíclico y colectivo del rotor 6 para que este último auto-gire. El empuje de ambas hélices 11 se iguala, ya que al desembragar el rotor 6 desaparece el par que lo hace girar en modo Helicóptero. En esas condiciones, la aeronave convertible 1 vuela como un autogiro hasta alcanzar una velocidad aproximada de unos 150 Km/h. En estas condiciones, las alas fijas 3 contribuyen levemente a la sustentación de la aeronave 1, pero dejan de ser un elemento parásito como lo eran en Modo Helicóptero, lo cual ayuda a aumentar la eficiencia de vuelo de la aeronave 1.

Una transición inversa tiene lugar cuando se pasa de modo Autogiro a Modo Helicóptero.

Apreciarán los expertos en la técnica que la aeronave convertible 1 puede despegar y aterrizar en Modo Autogiro si el piloto así lo desea, aunque, en ese caso, puede requerir pequeñas carreras de despegue y aterrizaje. Pero el Modo Autogiro permite aterrizajes con los motores propulsores 5 parados sin peligro de pérdida de velocidad ("*stall*"), lo que aumenta de modo importante la seguridad de la aeronave convertible 1 de la presente invención.

El vuelo en Modo Autogiro mejora también el rendimiento aerodinámico de un vuelo típico de la aeronave convertible 1.

A continuación se describe la transición de modo autogiro o helicóptero a modo avión.

Cuando la aeronave convertible 1 alcanza una velocidad de unos 150 Km/h., ya sea con las palas 7, 8 del rotor 6 rotando por efecto de la transmisión o autorrotando, los efectos de la sustentación asimétrica del rotor empiezan a manifestarse. Pero a ésta velocidad, la sustentación generada por las alas fijas 3 del aparato 1 son ya capaces de mantener en vuelo horizontal a la aeronave 1. Para evitar los efectos indeseables y la alta resistencia al avance del rotor 6 a velocidades superior-

res a la de transición, la aeronave convertible 1 transiciona a Modo Avión ejecutando la siguiente secuencia de operaciones, propias y características de la presente invención:

- 5 1.- Replegar el tren de aterrizaje retráctil 9.
- 2.- Ajustar los pasos colectivo y cíclico de las palas 7, 8 del rotor 6 a sustancialmente cero grados, de modo que dejen de sustentar y de controlar a la aeronave 1. Los esfuerzos de control necesarios para el vuelo son generados ahora por los alerones de las alas fijas 3 y de los timones 20, como en un avión convencional.
- 10 3.- Disminuir rápidamente la velocidad de rotación del rotor 6 usando el freno del mismo, hasta detenerlo completamente en posición transversal a la dirección de vuelo. Nótese que, en estas condiciones, el flujo de aire a través de la pala del rotor 6 detenida en posición contraria a la velocidad de
- 15 marcha es negativo (es decir, el flujo de aire entra por el borde de salida de la pala 7, 8 detenida). Las palas 7, 8 del rotor 6 se diseñan de modo que resistan sin dificultades los esfuerzos generados por éste flujo negativo. De ahí que su cuerda en la raíz sea mayor que su cuerda en las puntas, según se ve en las Figs 2 y 5.
- 20 4.- Replegar ambas palas 7, 8 hacia la popa de la aeronave 1 hasta que se sitúen con su eje longitudinal alineado con la dirección opuesta a la de movimiento de la aeronave convertible 1. El flujo aerodinámico está ahora alineado con los ejes longitudinales de ambas palas 7 y 8.
- 5.- Rotar 180° sobre su eje de paso la pala o palas 7, 8 que tenía flujo de aire invertido cuando estaba desplegada.
- 25 6.- Desplegar ambas palas 7, 8 hacia delante hasta que alcancen una posición azimutal de unos 30° a 60° . Nótese que ahora, tras el Paso 5 de ésta maniobra, el flujo de aire en ambas palas 7, 8 está correctamente orientado con respecto al vector velocidad de la aeronave convertible. 1. Una vista de
- 30 la aeronave convertible 1 en su configuración de avión se muestra en las Figs. 3 a 6.
- 7.- Ajustar el ángulo de ataque de las palas 7 y 8, ahora actuando como las alas altas de un avión biplano (ver Figs. 4 y 6), para que generen una pe-

queña sustentación que resulte en una relación Sustentación/Resistencia al Avance ("*Lift to Drag Ratio*") óptima para cada velocidad de vuelo, altura etc.

8.- Durante toda la transición, gobernar la aeronave convertible 1 usando sus elementos aerodinámicos, es decir, los timones 20 de cola 4, alerones de las alas fijas 3 y paso de las hélices 11.

9.- Accionar los sistema de presurización y calefacción de la cabina 12 y ascender hasta volar confortablemente la altura óptima para lograr la velocidad de vuelo deseada y compatible con las instrucciones del control de tráfico aéreo.

Es evidente que, durante las fases 3 y 4 de ésta transición, el flujo negativo en una de las palas 7 u 8 del rotor 6 producirá vibraciones e inestabilidades indeseables. Lo mismo puede ocurrir al final de la fase 2. Por ello, esas fases de la transición se deben ejecutar firme y rápidamente, y las palas 7 y 8 del rotor 6 deben estar diseñadas para resistir los esfuerzos que generan esas vibraciones e inestabilidades. Asimismo, la programación del sistema "X-by-wire" que ejecuta esas transiciones debe completarlas de la manera más rápida posible, no existiendo elementos mecánicos entre las palancas de mando y los elementos de control de la aeronave.

La selección, dimensiones, potencia y par de los actuadores necesarios para ejecutar esa maniobra serán seleccionados y verificados experimentalmente con este criterio, tanto en túnel aerodinámico como en vuelo de pruebas

Una vez ejecutada con éxito la maniobra de transición a avión, la aeronave convertible 1 debe ascender a la altura óptima optimizar sus características de vuelo como un avión, utilizando para ello la presurización y calefacción de la cabina para mantenerla dentro de un rango de temperatura y presión atmosférica interior confortables. Para ese ascenso y el vuelo de crucero se tendrán también en cuenta los requerimientos del control de tráfico aéreo correspondientes.

Seguidamente se describe el modo avión de funcionamiento de la aeronave convertible 1 de la presente invención

El aspecto de la aeronave convertible 1 en vuelo en Modo Avión se muestra en las Figs. 3 a 6. El vuelo de la aeronave convertible 1 en Modo Avión se controla con actuadores aerodinámicos convencionales, como timones 20 y alerones, y con el control del paso de las hélices de empuje ("*pushers*").

Advertirán los expertos en la técnica que el rotor 6 está ahora detenido con las palas 7 y 8 en posición aproximadamente o totalmente transversal. Ambas palas 7, 8 tienen su borde de ataque en posición correcta en relación con el movimiento de translación de la aeronave 1. El tren de aterrizaje 9 está replegado y el aparato 1 exhibe un perfil limpio en la dirección de su marcha. Ese limpio perfil aerodinámico, sin componentes giratorias, contribuye a alcanzar las altas velocidades de traslación de la aeronave convertible 1 de la presente invención.

En cuanto a las transiciones inversas, es claro que la aeronave convertible 1 deberá ejecutar transiciones en secuencia inversa a la descrita hasta ahora para retornar a su vuelo como Autogiro primero y como Helicóptero después antes de aterrizar. No es necesario describir esas transiciones, ya que son exactamente inversas a las descritas, y ejecutadas en los mismos rangos de velocidades, aunque ahora decrecientes.

Una vez descritos con detalle los Modos de vuelo y las transiciones entre ellos, se revela con claridad la importancia del papel que desempeña el sistema de control de la aeronave convertible 1 de la presente invención con tecnología "Fly-by-Wire". Debe recordarse que en los Convertiplanos existentes hasta el presente, las transiciones se efectuaban casi sin excepción exentas de esa tecnología. Pero esas transiciones requerían ser ejecutadas por pilotos con enorme experiencia y tras lento aprendizaje, que, en muchos casos, era auto-aprendizaje. Es fácil comprender la enorme habilidad y entrenamiento que necesitaría un piloto para seguir esa compleja secuencia de operaciones con la mayor precisión y velocidad y sin ninguna clase de errores y el gran riesgo que ello comporta.

En el caso de la aeronave convertible 1 de la invención, y gracias a la tecnología "Fly-by-Wire", las complicadas maniobras de transición serán simplemente programadas en los ordenadores centrales del sistema, en donde, además, se optimizarán para todas las variaciones de los parámetros de cada vuelo, tales como "Carga de Pago", cantidad de combustible, altitud y temperatura ambientes, velocidad de la transición y otros muchos. Con esos datos el piloto sólo deberá comandar al sistema de control su orden de ejecutar la transición pulsando un mando adecuado, y el programa se encargará de ejecutar con perfección la secuencia de operaciones requerida en cada caso. Es más, la ejecución de la transición podría incluso ser iniciada de forma completamente automática cuando el piloto indique, con sus

mandos de vuelo normales, que desea variar la velocidad de la aeronave convertible 1 por encima o por debajo de cada velocidad de transición.

En definitiva, la aeronave convertible 1 de la presente invención es una aeronave híbrida (o "*convertiplano*") entre un helicóptero, un autogiro y un avión de alas fijas, algo totalmente novedoso hasta el momento. Es capaz de aterrizar y despegar verticalmente, volar a velocidades relativamente bajas de forma igual que un helicóptero, incluyendo vuelo estacionario ("*hovering*") y, cambiando su modo de vuelo, puede alcanzar velocidades máximas de unos 600 Km/h, comparables a las de los aviones de alas fijas propulsadas por hélices. Además, la aeronave convertible 1 de la presente invención puede volar con gran eficiencia, con consumos específicos comparable a los de un helicóptero en vuelo lento (de cero a unos 150 Km/h) y a los de un avión en vuelo a velocidades altas.

A excepción de lo que se refiere a velocidades de vuelo máximas, todas las velocidades de transición citadas en la presente descripción son aproximadas, ilustrativas y no limitativas. Las velocidades a las que la aeronave convertible 1 de la invención ejecutará sus transiciones serán determinadas durante los ensayos de túnel aerodinámico y de vuelo, y calculados durante el diseño aerodinámico y estructural de la aeronave y su rotor.

Descrita suficientemente la naturaleza de la presente invención, así como la manera de ponerla en práctica, se hace constar que todo cuanto no altere, cambie o modifique su principio fundamental, queda sujeto a variaciones de detalle y los diferentes elementos o componentes ser substituidos por sus equivalentes técnicos.

REIVINDICACIONES

- 1.- Método de operación de una aeronave convertible (1), dotada de un fuselaje (2), unas alas fijas (3) convencionales dotada de alerones, una cola (4) con timones (20), motores propulsores (5), un rotor (6) de palas (7, 8), una transmisión entre los motores y el rotor, equipada con medios de freno (21) y embrague (22) y un tren de aterrizaje (9); **caracterizado** porque el método comprende una transición directa e inversa de modo helicóptero a modo autogiro y una transición directa e inversa de modo autogiro-helicóptero a modo avión, comprendiendo la transición directa de modo helicóptero a modo autogiro las etapas de
- desembragar el rotor de los motores propulsores del rotor, y comprendiendo la transición directa de modo autogiro-helicóptero a modo avión los pasos de:
- ajustar los pasos colectivo y cíclico de las palas (7, 8) del rotor (6) a esencialmente cero grados, de modo que dejen de sustentar y de controlar a la aeronave (1) y que ésta sea sustentada y controlada por los alerones y los timones (20);
- disminuir rápidamente la velocidad de rotación del rotor (6) usando el freno del mismo;
- detener el rotor en posición transversal de al menos dos de sus palas (7, 8) en posición esencialmente transversal a la dirección de vuelo;
- replegar las palas del rotor hacia la popa de la aeronave, hasta quedar dispuestas con su eje longitudinal alineado con la dirección opuesta a la del desplazamiento de la aeronave;
- rotar al menos una de las palas del rotor hasta aproximadamente 180° sobre su eje de paso.
- desplegar las palas rotadas, independientemente las unas de las otras, hasta una posición azimutal determinada por un rango predeterminado de ángulos; y
- ajustar el ángulo de ataque de las palas rotadas y desplegadas, de forma que quedan sobre las alas fijas convencionales de la aeronave,
- y comprendiendo la transición inversa los anteriores pasos ejecutados en secuencia inversa y con las acciones contrarias.

2.- Método según la reivindicación 1, caracterizado porque la transición directa comprende el paso preliminar de replegar el tren de aterrizaje (9).

3.- Método según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizado porque comprende el paso de accionar sistemas de calefacción y presurización de la aeronave (1).

4.- Método según una cualquiera de las reivindicaciones anteriores, caracterizado porque comprende el paso de ascender hasta una altura de vuelo óptima predeterminada por las condiciones atmosféricas y de control de tráfico aéreo.

5.- Método según la reivindicación 1, caracterizado porque dicho rango predeterminado de ángulos está preferentemente comprendido entre 30 y 90°.

6.- Método según la reivindicación 1, caracterizado porque dicho paso de ajustar el ángulo de ataque de las palas (7, 8) rotadas y desplegadas, de forma que quedan sobre las alas fijas (3) convencionales de la aeronave, comprende disponer las palas a modo de biplano con respecto a las alas convencionales.

7.- Aeronave convertible (1), del tipo de las que comprenden un fuselaje (2), unas alas fijas (3) con alerones, una cola (4) con timones (20), motores propulsores (5), un rotor (6) de palas (7, 8), una transmisión entre los motores y el rotor, equipada con medios de freno y embrague del rotor, un tren de aterrizaje y unos medios de transición de modo helicóptero a modo autogiro y viceversa, **caracterizada** porque el rotor está dotado de unos medios motores para la transición directa e inversa (17, 18) de modo autogiro-helicóptero a modo avión, que comprenden:

un motor (18) para la regulación de los pasos colectivo y cíclico de las palas (7, 8) del rotor (6) a esencialmente cero grados, de modo que dejen de sustentar y de controlar a la aeronave (1) y que ésta sea sustentada y controlada por los alerones y los timones (20);

unos medios para detener el rotor en posición transversal de las palas (7, 8) en posición esencialmente transversal a la dirección de vuelo;

un motor (17) para replegar y desplegar las palas del rotor hacia y desde la popa de la aeronave, que permiten replegar las palas hasta quedar dispuestas con

su eje longitudinal alineado con la dirección opuesta a la del desplazamiento de la aeronave, y desplegarlas hasta una posición azimutal determinada por un rango predeterminado de ángulos; y

5 un motor (17) para rotar al menos una de las palas del rotor hasta aproximadamente 180° sobre su eje de paso.

8.- Aeronave convertible (1), según la reivindicación 7, caracterizada porque comprende un sistema de control de las diferentes fases de las distintas transiciones, estando el sistema de control de la aeronave exento de elementos mecánicos manipulables entre las palancas de mando y los elementos de control de la aeronave.
10

9.- Aeronave convertible (1), según la reivindicación 8, caracterizada porque comprende unos medios de programación y automatización de las diferentes fases de las distintas transiciones, de forma que las mismas son programables y se ejecutan automáticamente.
15

10.- Aeronave convertible (1), según la reivindicación 9, caracterizada porque el sistema de control comprende elementos de seguridad redundantes.
20

11.- Aeronave convertible (1), según la reivindicación 10, caracterizada porque dichos elementos de seguridad redundantes son ordenadores, sensores y actuadores redundantes.

25 12.- Aeronave convertible (1), según una de las reivindicaciones 8 a 11, caracterizada porque dicho sistema de control automático es un sistema del tipo "Fly-by-wire" o "x-by-wire".

13.- Aeronave convertible (1), según cualquiera de las reivindicaciones 7 a 12, caracterizada porque las palas (7, 8) del rotor (6) son de perfil aerodinámico simétrico con respecto a la cuerda del perfil aerodinámico de la pala.
30

14.- Aeronave convertible (1), según la reivindicación 13, caracterizada porque la relación entre el grosor y la cuerda del perfil aerodinámico de las palas (7, 8)

está comprendida entre 0,1 y 0,2.

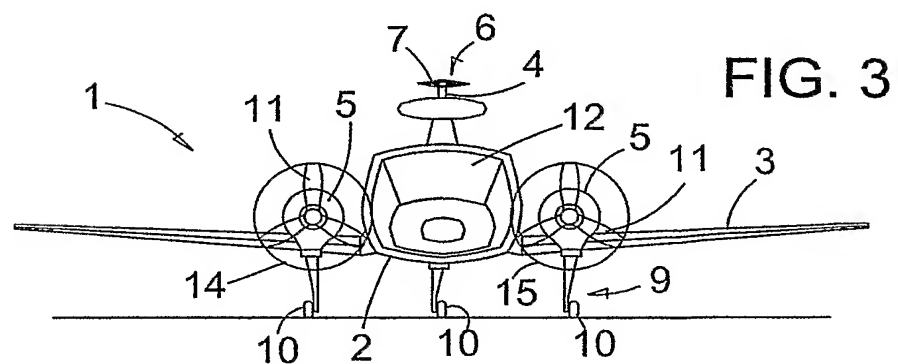
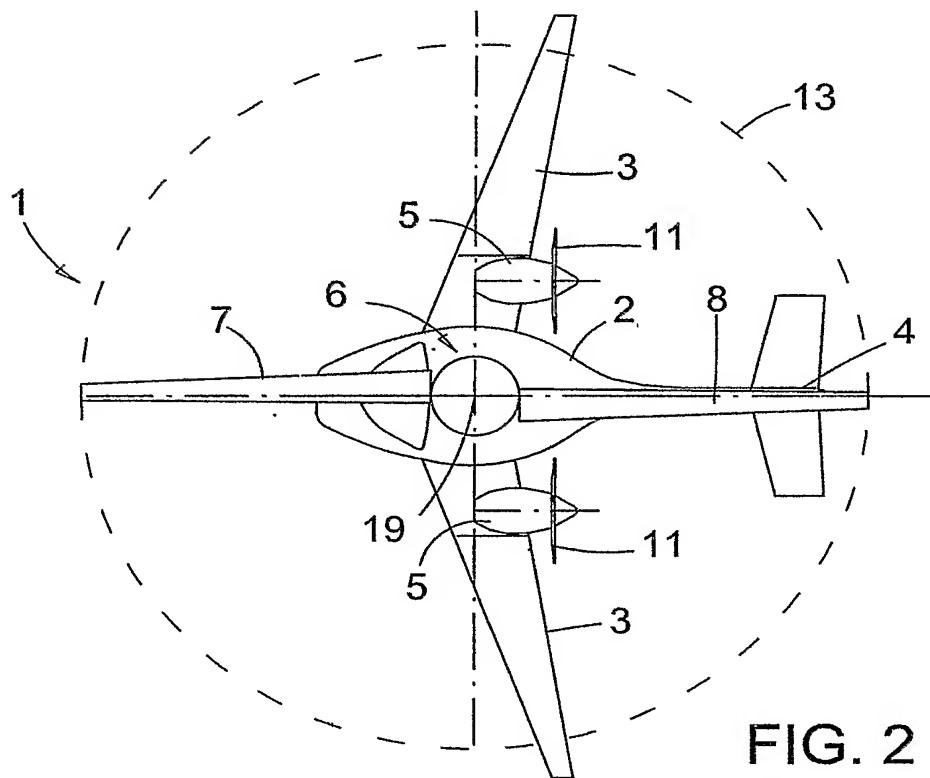
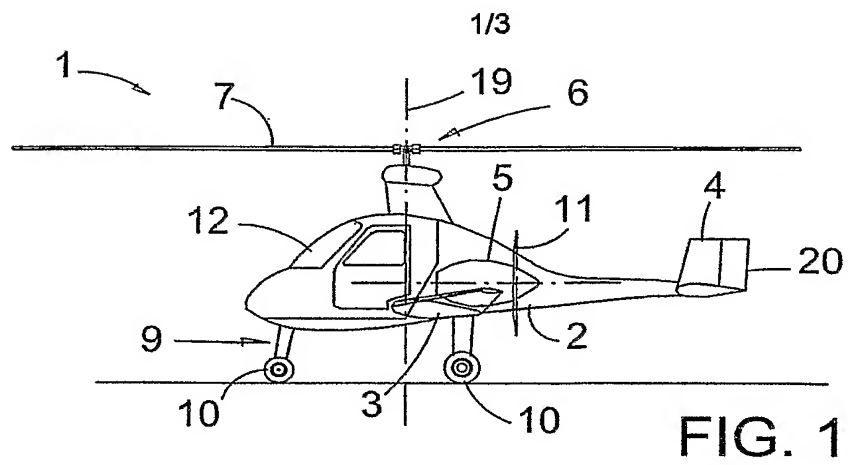
15.- Aeronave convertible (1), según cualquiera de las reivindicaciones 7 a 14, caracterizada porque las palas (7, 8) del rotor (6) están diseñadas de forma que la cuerda de la raíz es mayor que la cuerda de las puntas.

16.- Aeronave convertible (1), según una cualquiera de las reivindicaciones 7 a 15, caracterizada porque dichos motores propulsores (5) son motores a hélices (11).

17.- Aeronave convertible (1), según la reivindicación 16, caracterizada porque las hélices (11) están dispuestas a popa con respecto a las alas fijas (3) convencionales.

18.- Aeronave convertible (1), según la reivindicación 16 ó 17, caracterizada porque dichas hélices (11) son de paso variable.

19.- Aeronave convertible (1), según una cualquiera de las reivindicaciones 7 a 18, caracterizada porque dichos motores propulsores (5) son motores a pistón, a turbina de gas o reacción.



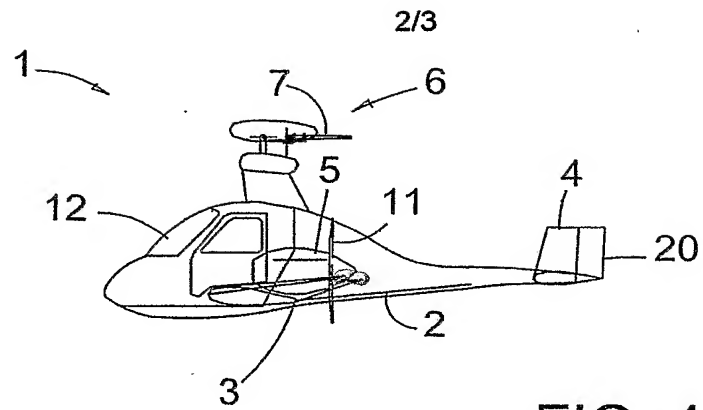


FIG. 4

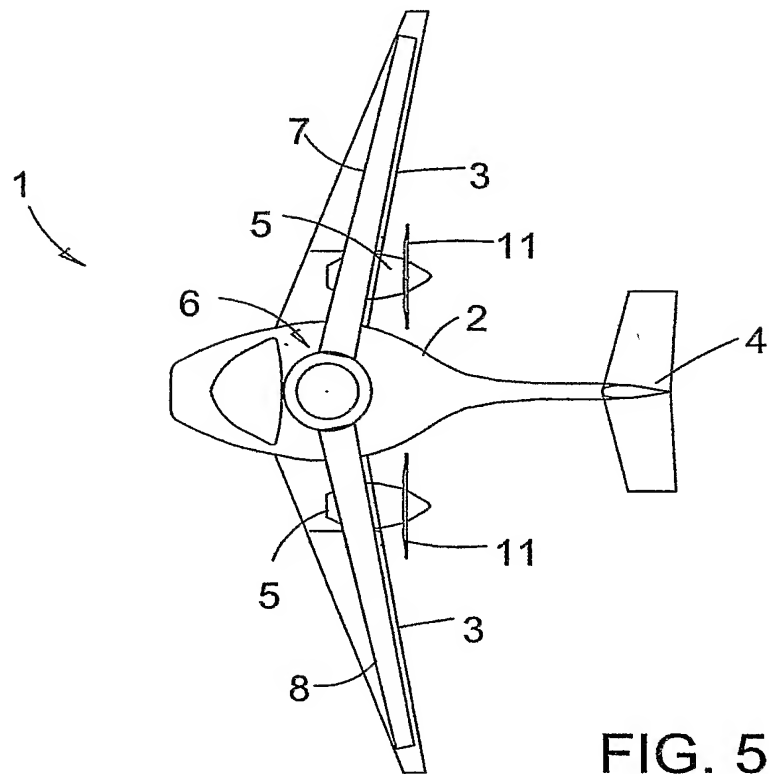


FIG. 5

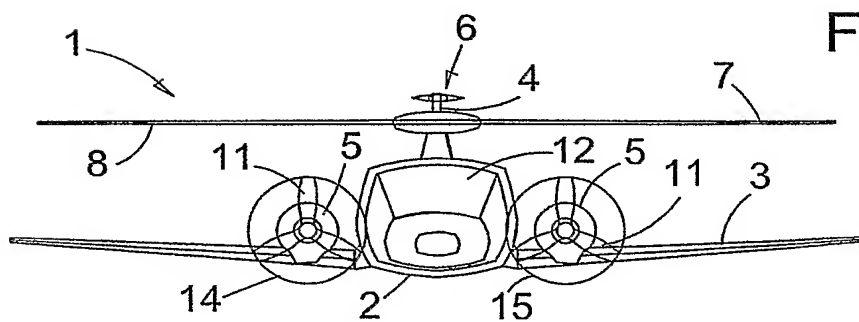


FIG. 6

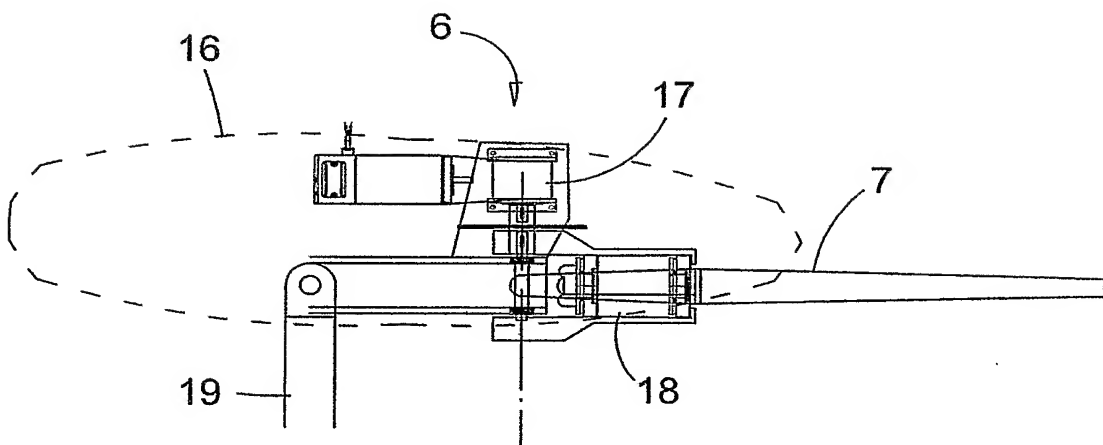


FIG. 7

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/ ES 2005/000092

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

IPC 7 : B64C 27/24, 27/02

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

IPC 7 : B64C

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

CIBEPAT, EPODOC, WPI, PAJ

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y A	US 2964263 A (ARENA) 13.12.1960. the whole document	7, 15-16, 19 1, 5-6
Y A	US 3490720 A (GIRARD) 20.01.1970. the whole document	7, 15-16, 19 1, 5
A	US 2198941 A (JACOBS) 30.04.1940. the whole document	1, 5-7, 13, 15-16
A	US 3563496 A (ZUCK) 16.02.1971. Column 9, line 56 - column 10, line 35; figures 1-2, 4, 8-9.	1, 7, 15-17
A	US 5405104 A (PANDE) 11.04.1995. the whole document	1, 7, 13, 15, 19
A	US 2002011539 A1 (CARTER, JR.) 31.01.2002.	
A	US 3647315 A (ROSTAD et al.) 07.03.1972.	
A	US 4793572 A (MECCA) 27.12.1988.	
A	US 6234422 A (BOLONKIN) 22.05.2001.	

☒ Further documents are listed in the continuation of Box C.☒ See patent family annex.

* Special categories of cited documents:

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

"E" earlier document but published on or after the international filing date

"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

31 May 2005 (31.05.05)

Date of mailing of the international search report

03 June 2005 (03.06.05)

Name and mailing address of the ISA/

S.P.T.O.

Authorized officer

Facsimile No.

Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/ ES 2005/000092

C (Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	US 1996750 A (DE LA CIERVA) 09.04.1935.	

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International Application No

PCT/ ES 2005/000092

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
US2964263 A	13.12.1960	NONE	-----
US3490720 A	20.01.1970	NONE	-----
US2198941 A	30.04.1940	NONE	-----
US3563496 A	16.02.1971	NONE	-----
US5405104 A	11.04.1995	NONE	-----
US 2002011539 A1	31.01.2002	CA 2348217 A1 GB 2362627 AB	22.11.2001 28.11.2001
US3647315 A	07.03.1972	NONE	-----
US 4793572 A	27.12.1988	EP 0339098 A1	02.11.1989
US6234422 B 1	22.05.2001	NONE	-----
US1996750 A	09.04.1935	NONE	-----

INFORME DE BUSQUEDA INTERNACIONAL

Solicitud internacional n°
PCT/ ES 2005/000092

A. CLASIFICACIÓN DEL OBJETO DE LA SOLICITUD

CIP⁷ B64C 27/24, 27/02

De acuerdo con la Clasificación Internacional de Patentes (CIP) o según la clasificación nacional y la CIP.

B. SECTORES COMPRENDIDOS POR LA BÚSQUEDA

Documentación mínima buscada (sistema de clasificación seguido de los símbolos de clasificación)

CIP⁷ B64C

Otra documentación consultada, además de la documentación mínima, en la medida en que tales documentos formen parte de los sectores comprendidos por la búsqueda

Bases de datos electrónicas consultadas durante la búsqueda internacional (nombre de la base de datos y, si es posible, términos de búsqueda utilizados)

CIBEPAT, EPODOC, WPI, PAJ

C. DOCUMENTOS CONSIDERADOS RELEVANTES

Categoría*	Documentos citados, con indicación, si procede, de las partes relevantes	Relevante para las reivindicaciones n°
Y A	US 2964263 A (ARENA) 13.12.1960. Todo el documento.	7, 15-16, 19 1, 5-6
Y A	US 3490720 A (GIRARD) 20.01.1970. Todo el documento.	7, 15-16, 19 1, 5
A	US 2198941 A (JACOBS) 30.04.1940. Todo el documento.	1, 5-7, 13, 15-16
A	US 3563496 A (ZUCK) 16.02.1971. Columna 9, línea 56 - columna 10, línea 35; figuras 1-2, 4, 8-9.	1, 7, 15-17
A	US 5405104 A (PANDE) 11.04.1995. Todo el documento.	1, 7, 13, 15, 19
A	US 2002011539 A1 (CARTER, JR.) 31.01.2002.	
A	US 3647315 A (ROSTAD et al.) 07.03.1972.	
A	US 4793572 A (MECCA) 27.12.1988.	
A	US 6234422 A (BOLONKIN) 22.05.2001.	

☒ En la continuación del recuadro C se relacionan otros documentos

☒ Los documentos de familias de patentes se indican en el anexo

* Categorías especiales de documentos citados:	"T"	documento ulterior publicado con posterioridad a la fecha de presentación internacional o de prioridad que no pertenece al estado de la técnica pertinente pero que se cita por permitir la comprensión del principio o teoría que constituye la base de la invención.
"A" documento que define el estado general de la técnica no considerado como particularmente relevante.	"X"	documento particularmente relevante; la invención reivindicada no puede considerarse nueva o que implique una actividad inventiva por referencia al documento aisladamente considerado.
"E" solicitud de patente o patente anterior pero publicada en la fecha de presentación internacional o en fecha posterior.	"Y"	documento particularmente relevante; la invención reivindicada no puede considerarse que implique una actividad inventiva cuando el documento se asocia a otro u otros documentos de la misma naturaleza, cuya combinación resulta evidente para un experto en la materia.
"L" documento que puede plantear dudas sobre una reivindicación de prioridad o que se cita para determinar la fecha de publicación de otra cita o por una razón especial (como la indicada).	"&"	documento que forma parte de la misma familia de patentes.
"O" documento que se refiere a una divulgación oral, a una utilización, a una exposición o a cualquier otro medio.		
"P" documento publicado antes de la fecha de presentación internacional pero con posterioridad a la fecha de prioridad reivindicada.		

Fecha en que se ha concluido efectivamente la búsqueda internacional.
31.Mayo.2005 (31.05.2005)

Fecha de expedición del informe de búsqueda internacional
- 3 JUN 2005 - 3.06.2005

Nombre y dirección postal de la Administración encargada de la búsqueda internacional
O. E. P. M.
C/ Panamá 1, 28071 Madrid, España.
N° de fax 34 91 3495304

Funcionario autorizado
L. Dueñas Campo
N° de teléfono + 34 91 3495342

INFORME DE BUSQUEDA INTERNACIONAL

Solicitud internacional nº

PCT/ES 2005/000092

C (Continuación). DOCUMENTOS CONSIDERADOS RELEVANTES		
Categoría*	Documentos citados, con indicación, si procede, de las partes relevantes	Relevante para las reivindicaciones nº
A	US 1996750 A (DE LA CIERVA) 09.04.1935.	

INFORME DE BUSQUEDA INTERNACIONAL

Información relativa a miembros de familias de patentes

Solicitud internacional n°

PCT/ ES 2005/000092

Documento de patente citado en el informe de búsqueda	Fecha de publicación	Miembro(s) de la familia de patentes	Fecha de publicación
US2964263 A	13.12.1960	NINGUNO	-----
US3490720 A	20.01.1970	NINGUNO	-----
US2198941 A	30.04.1940	NINGUNO	-----
US3563496 A	16.02.1971	NINGUNO	-----
US5405104 A	11.04.1995	NINGUNO	-----
US 2002011539 A1	31.01.2002	CA 2348217 A1 GB 2362627 AB	22.11.2001 28.11.2001
US3647315 A	07.03.1972	NINGUNO	-----
US 4793572 A	27.12.1988	EP 0339098 A1	02.11.1989
US6234422 B 1	22.05.2001	NINGUNO	-----
US1996750 A	09.04.1935	NINGUNO	-----